

полиуретана в первую очередь происходит вырубка внешнего контура детали (для классической схемы без локализации очага деформации материала заготовки). Затем при пробивке смежных отверстий или пазов за счет большого давления разделения материал узкой перемычки затягивается (смещается) в сторону пробиваемого отверстия (или паза) и перемычка искажается при определенных соотношениях ее ширины к толщине материала данной заготовки. В результате численных расчетов установлены минимальные размеры узких перемычек и определенные соотношения в уровнях давления полиуретана при разделении смежных контуров, при которых искажения перемычек не происходит. Для этого в вырубном инструменте необходимо предусмотреть дополнительную опору в виде опорной рамки вокруг внешнего вырубаемого контура, локализирующего очаг деформации материала и выравнивающей уровень давления при раскрое с остальными элементами геометрического контура изготавливаемой детали.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ОСЦИЛЛИРУЮЩЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ

©2012 Батраков А.С. Кусюмов А.Н.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева,
Казань

INVESTIGATION OF FLOW AROUND OSCILLATING AEROFOIL.

©2012 Batrakov A.S. Kusyumov A.N.

Kazan national research technical university A.N. Tupolev, Kazan

Numerical simulation of dynamic stall on aerofoil NACA 23012 during the sinusoidal oscillation by FLUENT v13.0 with UDF technique.

Исследование обтекания несущего винта вертолета и определение его характеристик является достаточно непростой инженерной задачей. Трудности связаны с тем, что даже в установившемся горизонтальном полете лопасти винта движутся по сложной траектории. Некоторые методы по определению аэродинамических характеристик несущего

Исследования процесса раскроя вогнутого контура показали, что радиус скругления в углах прямоугольного контура при вырубке деталей полиуретаном зависит от масштабного фактора данных элементов, толщины и механических свойств материала заготовки, а также от способа разделения, обеспечивающего различный уровень давления полиуретана.

В результате исследований получены графические зависимости влияния перечисленных факторов на величину радиуса скругления, позволяющие минимизировать его значения.

На основании проведенных исследований авторами сформулированы технологические рекомендации в виде методических указаний по проектированию технологий и вырубного инструмента для вырубки листовых деталей сложного геометрического контура давлением полиуретана

винта основаны на гипотезе плоских сечений (элементно-лопастная теория). При этом в настоящее время часто используют расчетные или экспериментальные характеристики профилей в стационарном режиме. Ввиду сложности и нестационарности реального обтекания сечений лопасти такой подход является не вполне корректным.

В настоящее время не существует доступной экспериментальной базы данных по нестационарному обтеканию профилей. Еще в 80-х годах в ЦАГИ проводились работы по продувкам осциллирующего крыла конечного размаха ($\lambda=5$, $\lambda=7$) [1]. Однако, результаты этих работ не вполне пригодны для определения характеристик профиля, в связи с проблемой пересчета характеристик крыла конечного размаха на характеристики профиля при нестационарном обтекании. Поэтому задача моделирования обтекания осциллирующего профиля, как и крыла конечного размаха, сохраняет актуальность. В данном направлении проводятся как экспериментальные работы [2,3,4] с применением современных технологий измерений течений (PIV), так и численное моделирование [5,6].

Данная работа посвящена численному моделированию обтекания осциллирующего профиля NACA 23012. Для моделирования использовался коммерческий решатель FLUENTv13.0. Расчетные сетки строились в сеточном генераторе ICEMCFD.

Для моделирования колебательного движения профиля использовалась методика скользящих сеток. Расчетная область разделяется на 2 части: неподвижная внешняя и вращающаяся вместе с профилем. Границы неподвижной области расчетной сетки удалены от профиля на расстояние десяти хорд. Хорда профиля составляет 0.2 м. Подвижная часть сетки выполнена в виде окружности диаметром 4 хорды (Рис. 1.).

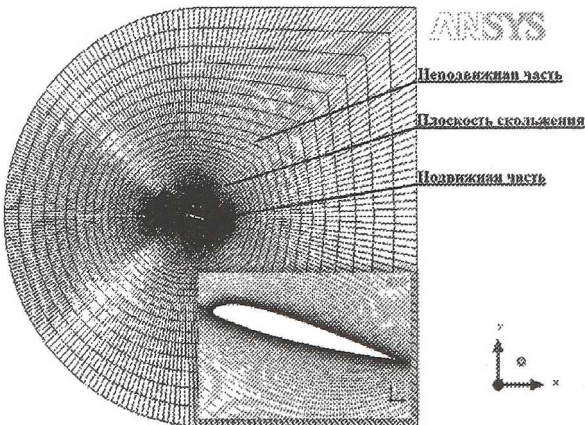


Рис. 1. Расчетная сетка.

Общий размер сетки составляет 33400 узлов. Внешняя область содержит 5400

узлов, подвижная часть содержит 27000 узлов. Количество элементов вдоль профиля 276. По нормали к профилю имеется сгущение так, что величина пристеночного шага составляет $1 \cdot 10^{-6}$.

Осцилляции задавались с помощью применения технологии UDF [7]. Геометрический угол атаки профиля менялся по синусоидальному закону:

$$\alpha = \alpha_0 + A \cdot \sin(\omega \cdot t) \quad (1)$$

где α – угол атаки профиля, α_0 – средний угол атаки, A – амплитуда изменения угла, ω – циклическая частота колебаний (рад/с). Угол атаки изменялся за счет поворота профиля относительно четверти хорды.

В качестве одного из параметров использовалось число Струхала:

$$p^* = \frac{c \cdot \omega}{V} \quad (2)$$

где c – длина хорды (м), V – скорость набегающего потока (м/с).

Выбор моделируемых режимов был сделан в соответствии с режимами, представленными в научно-техническом отчете ЦАГИ [1], и режимом работы несущего винта вертолета. Расчет производился с применением переходной модели турбулентности Transition – SST. Расчетные параметры представлены в таблице 1.

Таблица 1.

| | $\alpha_0, ^\circ$ | $A, ^\circ$ | p^* | Re |
|---|--------------------|-------------|-------|------------------|
| 1 | 8.2 | 6 | 0.19 | $4.2 \cdot 10^5$ |
| 2 | 14.8 | 6 | 0.21 | $4.2 \cdot 10^5$ |

На рисунке 2 представлены результаты расчета осциллирующего профиля для различных значений числа Струхала. Были построены также зависимости коэффициента момента и сопротивления от угла атаки, распределение коэффициента давления по поверхности профиля. Рассматривались поля скоростей и давлений.

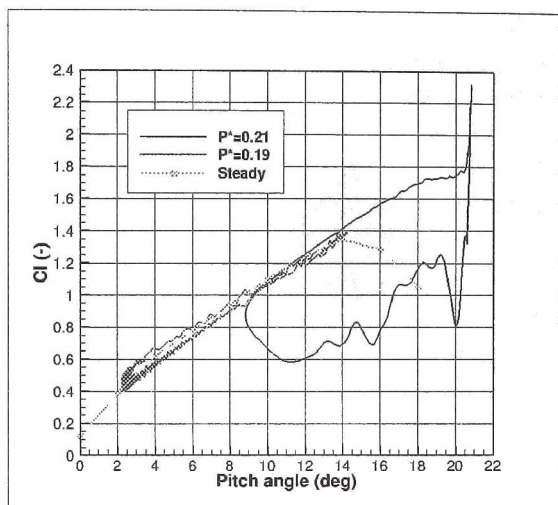


Рис.2. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки осциллирующего профиля.

1. Научно-технический отчет «Атлас нестационарных аэродинамических характеристик профиля серии NACA 230», 1980г, 173л.
2. Alex Zanotti*, Franco Auteri, Gabriele Campanardi and Giuseppe Gibertini «An experimental set up for the study of the

- retreating blade dynamic stall»: 37th European Rotorcraft Forum, 2011, Italy
3. G. Joubert, A. Le Pape, B. Heine, S. Huberson «Investigation of dynamic stall control by deployable vortex generator using time-resolved PIV analysis and URANS computations»: 37th European Rotorcraft Forum, 2011, Italy
4. A.D. Gardner, K. Richter, H. Mai, A.R.M. Altmikus, A. Klein and C.-H. Rohardt «Experimental investigation of dynamic stall performance for the EDI-M109 and EDI-M112 airfoils»: 37th European Rotorcraft Forum, 2011, Italy
5. M. Costes, F. Richez, A. Le Pape, R. Gavériaux «Numerical investigation of three-dimensional effects during dynamic stall»: 37th European Rotorcraft Forum, 2011, Italy
6. A.Klein, K.Richter, A.D. Gardner, A.R.M. Altmikus, Th. Lutz, E.Kramer «Numerical comparison of dynamic stall for 2d-airfoils and an airfoil model in the DNW-TWG»: 37th European Rotorcraft Forum, 2011, Italy

Fluentuser'sguide

УДК 621.431.75

СОПОСТАВЛЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В АВИАЦИОННЫХ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ТУРБИНАХ В ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСАХ ANSYS CFX И NUMECA

© 2012 О. В. Батулин, Г. М. Попов, Д. А. Колмакова

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева
(национальный исследовательский университет)

COMPARISON OF CALCULATIONS OF AVIATION MULTISTAGE TURBINE WORKFLOWS USING ANSYS CFX AND NUMECA SOFTWARE

© 2012 O. V. Baturin, G. M. Popov, D. A. Kolmakova

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

Calculation research of multi-stage turbine has been carried out taking into account the spatial flow structure and associated volumes by means of various CFD software systems.

В настоящее время существует значение количество различных программных комплексов для решения задач вычислительной газовой динамики. В том числе и программы, используемые для

изучения потока в лопаточных машинах. Объектом исследования в представленной работе является течение в турбине высокого и турбине среднего давления ТРДД(Ф)